

## Comparativa de controladores por modos deslizantes aplicados al control en altitud de un UAV de ala fija

T. Espinoza-Fraire<sup>1</sup>, A. Sáenz-Esqueda<sup>2</sup>, F. Cortés-Martínez<sup>3</sup>, C. Sáenz-Esqueda<sup>4</sup>

### Resumen

En este trabajo se presenta la comparación de diferentes controladores basados en la teoría por modos deslizantes. Los controladores obtenidos con la mencionada técnica de control no lineal, se aplican al control en altitud de un vehículo aéreo no tripulado de ala fija sometido a perturbaciones por ráfagas de viento, con lo anterior se desea saber que controlador basado en los métodos por modos deslizantes presenta un mejor desempeño. Los resultados obtenidos se presentan en simulaciones utilizando el programa MatLab.

**Palabras clave.** – UAV, modos deslizantes, modelo matemático

### Abstract

This work presents the comparison of different controllers based on the sliding mode theory. The controllers obtained with the aforementioned non-linear control technique, are applied to the control at altitude of a fixed-wing unmanned aerial vehicle subjected to disturbances by gusts of wind, with the foregoing it is desired to know which controller based on the methods by sliding modes presents better performance. The results obtained are presented in simulations using the MatLab program.

**Keywords**— UAV, sliding modes, mathematical model.

### Introducción

El mantener una altura deseada de cualquier vehículo aéreo tripulado y no tripulado, no es una tarea fácil, incluso para un piloto experimentado, el cual tiene que estar constantemente observando los indicadores del tablero para conocer si está manteniendo la ruta y altura deseada. la mayoría de las aeronaves comerciales cuentan con un piloto automático, una de las tareas de este piloto automático es precisamente mantener una altura deseada que es definida por el piloto. Es por ello que es necesario el estudio de controladores que ayuden a tener el mejor desempeño durante esta tarea. Para un vehículo aéreo no tripulado de ala fija o como es conocido

---

<sup>1</sup>El Doctor T. Espinoza-Fraire es profesor-investigador de la Facultad de Ingeniería, Ciencias y Arquitectura de la Universidad Juárez del Estado de Durango, México. [atespinoza@ujed.mx](mailto:atespinoza@ujed.mx)

<sup>2</sup>El Doctor A. Sáenz-Esqueda es profesor-investigador de la Facultad de Ingeniería, Ciencias y Arquitectura de la Universidad Juárez del Estado de Durango, México. [jsaenz@ujed.mx](mailto:jsaenz@ujed.mx)

<sup>3</sup>El Doctor F. Cortes-Martínez es profesor-investigador de la Facultad de Ingeniería, Ciencias y Arquitectura de la Universidad Juárez del Estado de Durango, México. [fcortes@ujed.mx](mailto:fcortes@ujed.mx)

<sup>4</sup>La Ingeniera C. Sáenz-Esqueda es profesora- de la Facultad de Ingeniería, Ciencias y Arquitectura de la Universidad Juárez del Estado de Durango, México. [cris.saenz.11@gmail.com](mailto:cris.saenz.11@gmail.com)

en el idioma inglés fixed-UAV es también importante el tener un controlador de altura que le permita llevar a cabo un vuelo a una altura deseable de forma autónoma. Existen otros trabajos en los cuales muestran alguna metodología

para poder controlar la altura de un UAV de ala fija, uno de ellos es el que se muestra en (A. Sarhan, et al, 2016), en el cual, se llevó a cabo, la comparación de dos controladores PID, uno de ellos es un controlador PID adaptable, en este controlador se utiliza la lógica difusa como mecanismo de ajuste de las ganancias del controlador, los resultados obtenidos en (A. Sarhan, et al, 2016) son presentados en simulación por computadora.

En (S. Akyurek, et al, 2016) se utiliza un controlador por H-infinito para el control de la dinámica lateral de un pequeño vehículo aéreo no tripulado de ala fija, pero para el control de altura del UAV utilizaron

un controlador clásico PID. Por otra parte, en (M. Ahsan, et al, 2013) se presenta una comparación de dos controladores para la altitud de un UAV de ala fija, los controladores que están comparando en (M. Ahsan, et al, 2013) son el PID y otro controlador por compensación de fase, utilizando un modelo matemático no lineal que al final lo linealizan llevando al UAV un controlador PID con filtro de Kalman bajo perturbaciones, con el objetivo de obtener un buen control sobre los ángulos de Euler que están presentes en un UAV de ala fija, ver (F.A. Warsi, et al, 2014).

Cabe mencionar que los resultados obtenidos en (S. Akyurek, et al, 2016), (M. Ahsan, et al, 2013) y (F.A. Warsi, et al, 2014) son presentados en simulaciones.

En este trabajo se realiza la comparación de cinco controladores basados en la metodología por modos deslizantes, estos controladores se aplican para el control en altura de un UAV (unmanned Aerial Vehicle) de ala fija, debido a como se menciona en la parte superior de la introducción de este trabajo, el control de la altitud de un UAV de la fija es muy importante por diversas razones, es por ello que al estar sujeto o bajo perturbaciones el UAV de ala fija, es necesario un controlador robusto ante esta incertidumbre, y se tiene el conocimiento que los controladores por modos deslizantes son una buena opción para tratar con perturbaciones en los sistemas de control automático (Y. Shtessel, et al, 2014), (H. Khalil, 1996), (A. Levant, 1998). Así, los controladores a comparar son: modos deslizantes de primer orden (SMC), Twisting, modos deslizantes quasi continuos (QCSM), Super Twisting (ST) y modos deslizantes de alto orden anidado (HOSM). En este trabajo se presentan resultados en simulación que fueron previamente analizados y probados en varias simulaciones.

La organización del artículo es la siguiente: la sección de metodología muestra las ecuaciones que definen el modelo dinámico para la dinámica longitudinal del vehículo aéreo no tripulado de ala fija, además, trata sobre las leyes de control desarrolladas para el control en altitud del UAV de ala fija. En la sección resultados y discusión se muestran los resultados obtenidos en simulación. Finalmente, en la sección conclusiones y recomendaciones se tienen las conclusiones y el trabajo a futuro.

## **Metodología**

### *A. Modelo dinámico.*

En esta sección se presenta el modelo longitudinal del vehículo aéreo no tripulado para llevar a cabo el control de la altitud del vehículo aéreo no tripulado de ala fija. Cabe mencionar que, el modelo aerodinámico que se presenta para la dinámica longitudinal del vehículo aéreo no

tripulado, se obtuvo considerando que no existe alguna parte flexible sobre éste, y además se considera la tierra como plana, lo anterior debido a que el vehículo aéreo no tripulado sólo recorrerá distancias cortas, es por ello que, en el modelo matemático de dicha aeronave no tripulada, no se considera la curvatura terrestre. Entonces, la obtención del modelo es a partir de la segunda ley de movimiento de Newton. A continuación, se presenta el modelo longitudinal que define al vehículo aéreo no tripulado de ala fija (L. Stevens, et al, 1992):

$$\dot{V} = \frac{1}{m}(-D + T \cos(\alpha) - mg \sin(\gamma)) \quad (1)$$

$$\dot{\gamma} = \frac{1}{mV}(L + T \sin(\alpha) - mg) \sin(\gamma) \quad (2)$$

$$\dot{\theta} = q \quad (3)$$

$$\dot{q} = M_q q + M_{\delta_e} \delta_e \quad (4)$$

$$\dot{h} = V \sin(\theta) \quad (5)$$

donde  $V$  es la velocidad de vuelo,  $\alpha$  describe el ángulo de ataque,  $\gamma$  representa el ángulo de incidencia del viento y  $\theta$  denota el ángulo de cabeceo. Además,  $q$  es la velocidad angular de cabeceo (con respecto al eje  $y$  en el cuerpo del vehículo aéreo no tripulado de ala fija),  $T$  denota la fuerza de empuje del motor,  $h$  es la altura de la aeronave no tripulada y  $\delta_e$  representa la desviación de la superficie de control, conocida en aerodinámica como elevador [6], [7]. Los efectos aerodinámicos en el vehículo aéreo son obtenidos por la fuerza de elevación  $L$  y la fuerza de oposición al movimiento  $D$ . La masa total del avión está dada por  $m$ ,  $g$  es la constante gravitacional,  $I_{yy}$  describe la componente  $y$  de la diagonal de la matriz de inercia. El valor del ángulo de ataque es obtenido utilizando la siguiente relación (L. Stevens, et al, 1992):

$$\alpha = \theta - \gamma \quad (6)$$

En aerodinámica,  $M_q$  y  $M_{\delta_e}$  son las derivadas de estabilidad implícitas en el movimiento de cabeceo. La fuerza de elevación  $L$ , la fuerza  $D$  son definidas como (M.V. Cook, 2013), (L. Stevens, et al, 1992):

$$L = \bar{q} S C_L \quad (7)$$

$$D = \bar{q} S C_D \quad (8)$$

donde  $\bar{q}$  denota la presión aerodinámica.  $S$  representa el área del ala y  $\bar{c}$  es la respuesta de la cuerda.  $C_D$  y  $C_L$  son los coeficientes aerodinámicos para las fuerzas de sustentación y de oposición, respectivamente (L. Stevens, et al, 1992).

Las derivadas de estabilidad aerodinámica son definidas por:

$$M_q = \frac{\rho S V \bar{c}^2}{4 I_{yy}} C_{m_q}$$

$$M_{\delta_e} = \frac{\rho V^2 S \bar{c}}{2 I_{yy}} C_{m_{\delta_e}}$$

donde:

$\rho$  : Densidad del aire (1.05 Kg/m<sup>3</sup>)

S : Área del ala (0.09 m<sup>2</sup>)

$\bar{c}$  : Respuesta estándar de la cuerda (0.14 m)

b : Envergadura (0.914 m)

$I_{yy}$  : Momento de inercia en cabeceo (0.17 kg m<sup>2</sup>)

$C_{mq}$  : Coeficiente adimensional para el movimiento longitudinal, obtenido de forma experimental (-50)

$C_{m_{\delta_e}}$  : Coeficiente adimensional para el movimiento del elevador, obtenido de forma experimental (0.25)

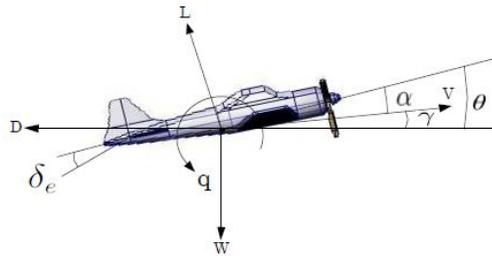


Figura 1. Movimiento de cabeceo.

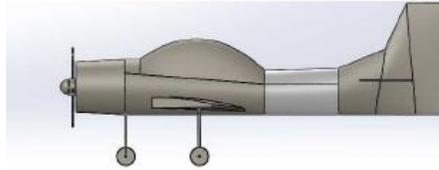


Figura 2. Modelo en *Solidworks* para obtención del momento de inercia  $I_{yy}$ .



Figura 3. Plataforma a controlar.

## B. Diseño del controlador

Con el objetivo de diseñar diferentes técnicas de control basados en modos deslizantes para el control en altura de un UAV de ala fija, se han considerado las ecuaciones (3)-(5), esto es debido a que la ecuación (1) representa la velocidad de la aeronave no tripulada, pero para las simulaciones realizadas en este trabajo se consideró una velocidad de vuelo constante,

y la ecuación (2) es el ángulo generado por la incidencia del viento y en este trabajo los controladores están diseñado sobre el sólido (el cuerpo del vehículo aéreo no tripulado).

Entonces, el error de altitud está definido como:

$$\bar{e}_h = h_d - h \quad (9)$$

donde  $h_d$  es la altura deseada y  $h$  es la altura actual a la que se encuentra el vehículo aéreo no tripulado. La altura deseada es alcanzada controlando el ángulo de cabeceo de la aeronave no tripulada, por lo tanto, se define un error para este ángulo como:

$$\bar{e}_\theta = \theta_d - \theta(t) \quad (10)$$

donde  $\theta_d = \arctan(\bar{e}_h / \zeta)$  es el ángulo de cabeceo deseado, y  $\zeta$  denota la longitud desde el centro de masa del vehículo aéreo hasta la nariz del mismo. El controlador por modos deslizantes (SMC) está definido como:

$$\delta_e = \frac{-M_q q - k_1 \bar{e}_\theta - v}{M_{\delta_e}} \quad (11)$$

donde  $k_1$  es una ganancia definida positiva,  $v = \beta_1 \text{sign}(\sigma)$  con  $\beta_1 > 0$ . La superficie deslizante está definida como:

$$\sigma = q - k_1 e_\theta \quad (12)$$

La superficie deslizante (12), es utilizada para los otros controladores que se presentan es este trabajo. A continuación, se define el controlador Twisting para el control en altitud del UAV de ala fija:

$$\delta_e = \frac{-M_q q - k_1 \bar{e}_\theta - (\beta_1 \text{sign}(\sigma) + \beta_2 \text{sign}(\dot{\sigma}))}{M_{\delta_e}}$$

con  $\beta_1, \beta_2 > 0$ . Enseguida, se presenta el controlador por modos deslizantes quasi-continuo o como es conocido en el idioma inglés como Quasi-Continuos Sliding Mode (QCSM):

$$\delta_e = \frac{-M_q q - k_1 \bar{e}_\theta - \alpha_1 \frac{\dot{\sigma} + \beta_1 |\sigma|^{1/2} \text{sign}(\sigma)}{|\dot{\sigma}| + \beta_1 |\sigma|^{1/2}}}{M_{\delta_e}} \quad (14)$$

El controlador super *twisting* para el control en altitud del UAV de ala fija está definido como:

$$\delta_e = \frac{-M_q q - k_1 \bar{e}_\theta - \lambda |\sigma|^{1/2} \text{sign}(\sigma) + u}{M_{\delta_e}} \quad (15)$$

donde  $\lambda > 0$  y  $u$  es obtenida de:

$$\begin{aligned} \delta_e = & -M_q q - k_1 e_\theta - \alpha_1 \text{sign}((\ddot{\sigma} + 2|\dot{\sigma}|^3 + |\sigma|^2)^{1/6} \\ & \times \text{sign}(\dot{\sigma} + |\sigma|^{2/3}) \text{sign}(\sigma)) / M_{\delta_e} \end{aligned} \quad (16)$$

Para el diseño de los controladores (13), (14), (15), y (16) es necesario un diferenciador robusto de segundo orden (A. Levant, 1998), que está dado por:

$$\begin{aligned} \dot{x}_0 = v_0 &= -\lambda_0 |x_0 - \sigma|^{2/3} \text{sign}(x_0 - \sigma) + x_1 \\ \dot{x}_1 = v_1 &= -\lambda_1 |x_1 - v_0|^{1/2} \text{sign}(x_1 - v_0) + x_2 \\ \dot{x}_2 &= -\lambda_2 \text{sign} |x_2 - v_1| \end{aligned}$$

donde  $x_0, x_1$  y  $x_2$  son estimaciones en tiempo real de  $\sigma, \dot{\sigma}$  y  $\ddot{\sigma}$ . Los valores de  $\lambda_0, \lambda_1$  y  $\lambda_2$  son ganancias definidas positivas.

## Resultados y discusión

En esta sección se presentan los resultados obtenidos en simulación utilizando el software Matlab.

### C. Análisis del error y esfuerzo del controlador.

Para describir los resultados obtenidos con las diferentes formulaciones de la metodología por modos deslizantes, se utiliza la norma  $l_2$  para conocer que controlador muestra un menor error al alcanzar la altura deseada por el avión no tripulado (H, Khalil, 1996). Así, la norma  $l_2$  para el error está definida como:

$$\mathcal{L}_2[e_h] = \sqrt{\frac{1}{T - t_0} \int_{t_0}^T \|e_h\|^2 dt} \quad (17)$$

La norma  $l_2$  será utilizada nuevamente para el análisis del esfuerzo de los controladores y obtener que metodología por modos deslizantes genera mayor esfuerzo de control para alcanzar la altura deseada por el vehículo aéreo no tripulado, y está definida por:

$$\mathcal{L}_2[\delta_e] = \sqrt{\frac{1}{T - t_0} \int_{t_0}^T \|\delta_e\|^2 dt} \quad (18)$$

Así, con el uso de las normas (17) y (18) se obtiene la Tabla I.

TABLA I  
 NORMA  $L_2$  DEL ERROR Y ESFUERZO DE LOS CONTROLADORES

Controlador	$L_2$ [grados]	$L_2$ [grados]
SMC	0.0713	9.3770
Twisting	0.0358	12.6641
QCSM	0.0840	22.5725
S. Twisting	0.0461	20.5470
HOSM	0.0691	9.0841

### D. Resultados obtenidos en simulación.

Los resultados en simulación presentados en la Figura 4 están sujetos a perturbaciones por ráfagas de viento. Basados en los resultados obtenidos en la Tabla I, se puede apreciar que el controlador por la metodología de *Twisting* presentó un menor error que los otros métodos que se están comparando en este trabajo, pero se puede apreciar en la Figura 5 que el controlador de modos deslizantes por la metodología de *Twisting* presenta el efecto *chattering*. El controlador que presentó mayor error en altura fue el modos deslizantes quasi continuo, presentó un efecto *chattering* en magnitud menor que el basado en *Twisting* y se aprecia que tiene una menor frecuencia del efecto *chattering*, ver la Figura 6. Además, que el el modos deslizantes quasi continuo, presentó una acción de control mayor que los otros métodos por modos deslizantes analizados en este trabajo (ver Tabla I).

El controlador con el que se obtuvo una disminución del efecto *chattering* y que presentó menos esfuerzo del controlador para alcanzar la altura deseada fue el modos deslizantes de alto orden

anidado (HOSM), ver la Figura 7 y presenta un buen desempeño sometido a perturbaciones por ráfagas de viento, ver la Figura 4.

El controlador que no presentó un buen desempeño bajo perturbaciones por ráfagas de viento, fue el controlador por modos deslizantes de primer orden, lo anterior se puede comprobar en la Figura 4. Se aprecia que trata de mantenerse sobre las alturas que se desean que se mantenga el vehículo aéreo no tripulado, pero es muy notorio, que ante las perturbaciones no se obtuvo un buen resultado con el SMC de primer orden.

En la Figura 8 se presenta el esfuerzo de control generado por el controlador por modos deslizantes de primer orden. Por su parte el controlador basado en Super-*Twisting*, presentó un buen desempeño ante las ráfagas de viento, pero este controlador basados en los resultados obtenidos en la Tabla I está por debajo del controlador por modos deslizantes quasi continuo en aplicar un esfuerzo de control mayor en comparación con los otros controladores por modos deslizantes de primer orden (SMC), *Twisting* y modos deslizantes de alto orden (HOSM), en la Figura 9 se presenta el esfuerzo del controlador basado en Super-*Twisting*. En el error de altura, el controlador basado en Super-*Twisting* presenta un error menor que los métodos basadas en modos deslizantes de primer orden (SMC), modos deslizantes quasi continuo y modos deslizantes de alto orden (HOSM) anidado.

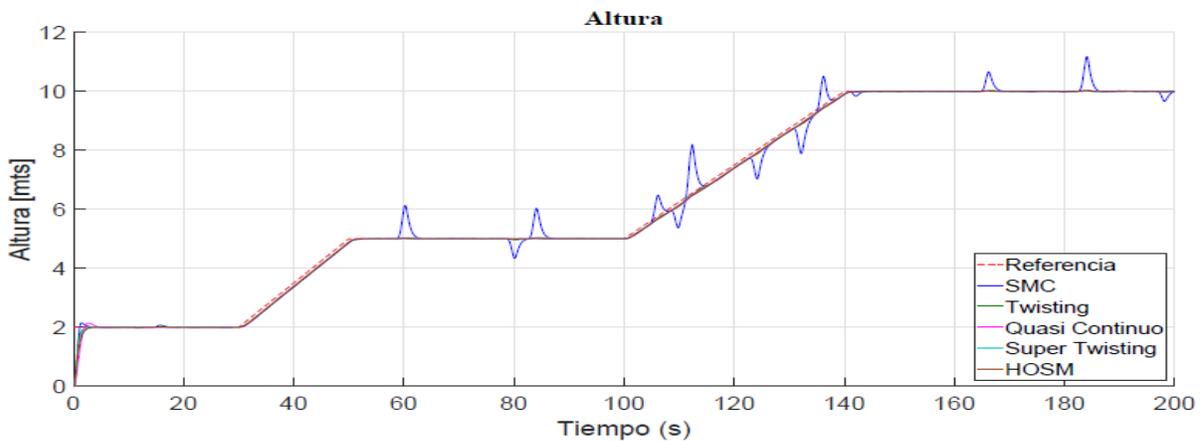


Figura 4. Respuesta del UAV de ala fija sujeto a perturbaciones en diferentes alturas con los controladores por modos deslizantes.

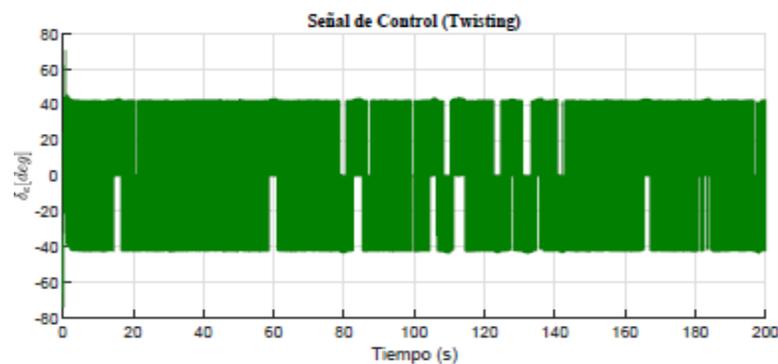


Figura 5. Respuesta del controlador por metodología *Twisting*.

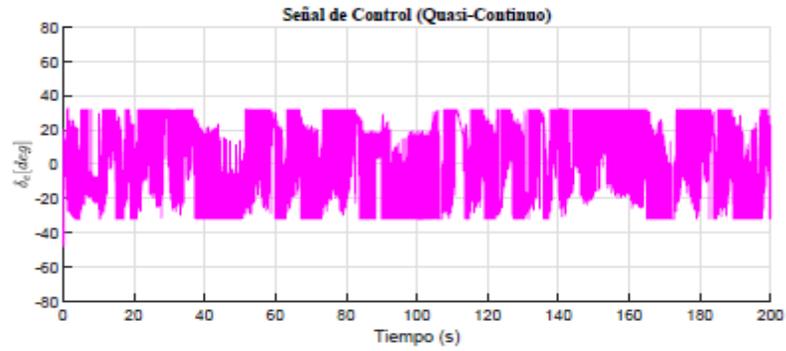


Figura 6. Respuesta del controlador por metodología quasi continuo.

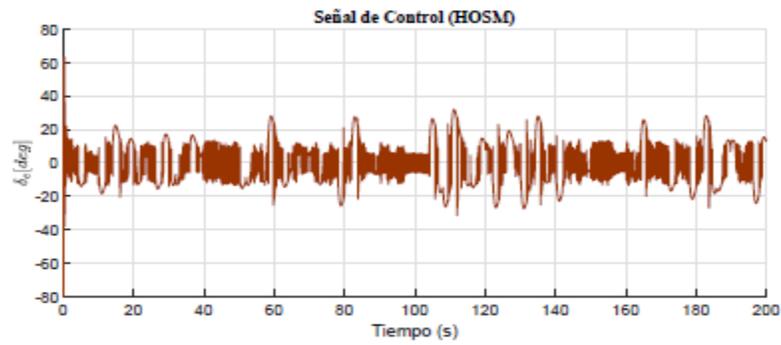


Figura 7. Respuesta del controlador por modos deslizantes de alto orden anidado.

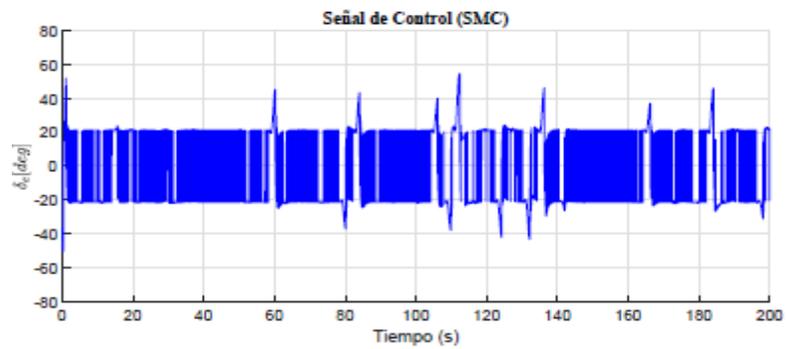


Figura 8. Respuesta del controlador por modos deslizantes de primer orden.

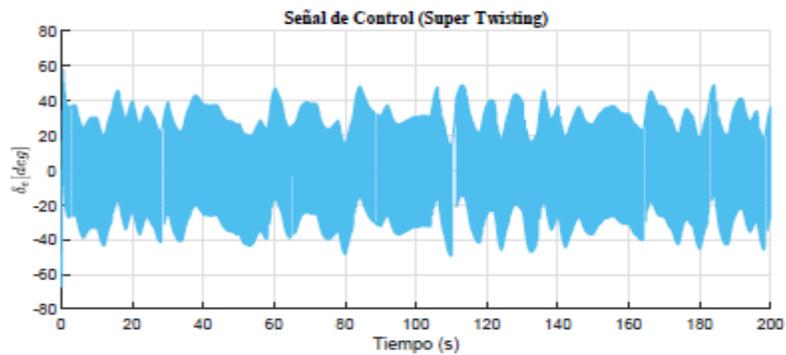


Figura 9. Respuesta del controlador por Super-Twisting.

## Conclusiones

En este trabajo se llevó a cabo, el análisis de diversos métodos por modos deslizantes para el control en altitud de un vehículo aéreo no tripulado de ala fija.

El controlador que no obtuvo un buen desempeño fue el basado en modos deslizantes de primer orden, debido a que sujeto a perturbaciones por ráfagas de viento, se aprecia en las simulaciones realizadas que estaba fuera de la altura deseada en repetidas ocasiones, siendo lo anterior un problema grave al ser un vehículo que se encuentra en vuelo y que pudiera estrellarse si existiese un objeto por debajo de las alturas que se desea que se mantenga.

basados en el error el controlador por la metodología *twisting* presento un menor error que las metodologías por modos deslizantes basadas en SMC, quasi continuo, super *twisting* y HOSM. Además, el controlador por modos deslizantes basado en *twisting* presentó un buen desempeño sujeto las perturbaciones por ráfagas de viento, pero el controlador *twisting* presento el conocido efecto *chattering*.

El controlador que presentó un menor esfuerzo de control, disminución del efecto *chattering* y un buen desempeño sujeto a ráfagas de viento, fue el basado en la metodología por modos deslizantes de alto orden anidado.

Para el trabajo futuro se realizará el diseño de estos métodos de control para el movimiento de guiñada y alabeo del vehículo aéreo no tripulado de ala fija.

## Bibliografía

A. Sarhan, S. Qin, “Adaptive PID Control of UAV Altitude Dynamics Based on Parameter Optimization with Fuzzy Inference”, International Journal of Medeling and Optimization, Vol. 6, No. 4, pp. 246-251, 2016

S. Akyurek, U. Kaynak, C. Kasmakoglu, “Altitude Control for Small Fixed-Wing Aircraft Using H-infinity Loop-Shaping Method”, IFAC, Vol. 49, No. 9, pp. 111-116, 2016

M. Ahsan, K. Shafique, et al, “Performance Comparison of Two Altitude- Control Algorithms for a Fixed-Wing UAV”, 3rd IEEE International Conference on Computer, Control and Communication (IC4), Karachi, Pakistan, 2013

F.A. Warsi, D. Hazry, et al, “Yaw, Pitch and Roll Controller Design for Fixed-wing UAV under Uncertainty and Perturbed Condition”, IEEE 10th International Colloquium on Signal Processing & its Applications (CSPA), Kuala Lumpur, Malaysia, 2014

Y. Shtessel, C. Edwards, L. Fridman, A. Levant. Sliding Mode Control and Observation, Ed. Birkhauser, 2014

M. V. Cook. Flight Dynamics Principles, Second edition, Ed. Elsevier, 2013

L. Stevens, L. Lewis, Aircraft Control and Simulation, Ed. Jhon Wiley and Sons, 1992

H. Khalil, Nonlinear Systems, Ed. Prentice Hall, ISBN: 0-13-067389-7, 1996

A. Levant, “Robust Exact Differentiation Via Sliding Mode Technique”, Automatica, Vol. 34, pp. 379-384, 1998.

### Notas Biográficas

**Arturo Tadeo Espinoza Fraire.** Nació el 19 de abril de 1983 en Torreón, Coahuila, México. Obtuvo el grado de Ingeniería en Electrónica en la especialidad de Control Automático e Instrumentación en 2008 en el Instituto Superior de Lerdo, Durango, México. Obtuvo el grado de Maestría y Doctorado en Ciencias en Ingeniería Eléctrica en la especialidad de Mecatrónica y Control en el Instituto Tecnológico de la Laguna en 2011 y 2015 respectivamente.

Trabajó en la empresa Ingeniería Mexicana de Sistemas del 2007 al 2008, realizó estancias de investigación en el laboratorio Franco-Mexicano en el CINVESTAV Zacatenco en el 2010 y una estancia de investigación en la Université de Technologie de Compègne en el 2011 en Francia. Desde el 2017 labora como Profesor Investigador en la Facultad de Ingeniería, Ciencias y Arquitectura de la Universidad Juárez del Estado de Durango en Gómez Palacio Durango, México.

El Dr. Arturo Tadeo Espinoza Fraire es parte del comité técnico internacional del International Conference on Unmanned Aircraft Systems y nivel C del sistema nacional de investigadores (SNI). Sus áreas de interés son: vehículos aéreos no tripulados, control lineal y no lineal, sistemas embebidos y aplicaciones con vehículos aéreos no tripulados.

**Sáenz Esqueda José Armando.** Nació en Gómez Palacio, Durango el 15 de julio de 1988. El historial académico es el siguiente: Ingeniero en Mecatrónica, Instituto Tecnológico de la Laguna, Torreón, Coahuila, en el año 2010. Doctorado y Maestría en Ciencias en Ingeniería Eléctrica con especialidad en Mecatrónica y Control, Instituto Tecnológico de la Laguna, Torreón, Coah, en el año 2018 y 2013, respectivamente. Él actualmente es profesor investigador de la Facultad en Ingeniería, Ciencias y Arquitectura de la Universidad Juárez del Estado de Durango, sus temas de interés son: Control no Lineal, Robótica Móvil, Visión Artificial. M.C. Sáenz miembro de la Asociación Mexicana de Robótica.

**Facundo Martínez Cortés.** Lugar y fecha de nacimiento: Ejido San Felipe, Dgo. 22 de octubre de 1958. Obtuvo la Licenciatura en Ingeniería Civil de la Escuela de Ingeniería Civil de la Universidad Juárez en el estado de Durango, México. Campus Gómez Palacio, en el año de 1983. La maestría en Ciencias de la Ingeniería Civil con Especialidad y Construcción de Obras en el año 2000 en la Facultad de Ingeniería, Ciencias y Arquitectura de la UJED campus Gómez palacio, estado de Durango, México. Doctorado en Ingeniería con Especialidad en Sistemas de Planeación y Construcción en la Facultad de Ingeniería Ciencias y Arquitectura de la UJED campus Gómez Palacio, estado de Durango, México en el año 2007.

Es profesor de la Facultad de Ingeniería y Ciencias de la UJED Campus Gómez Palacio en el estado de Durango desde el año 2000. Imparte cátedra en las unidades de aprendizaje: Alcantarillado sanitario, Abastecimiento de agua, Obras hidráulicas, Tratamiento de Aguas Residuales y Potabilización. Línea de investigación: Modelización matemática y desarrollo tecnológico.

El Dr. Cortés cuenta con el perfil del Programa para el Desarrollo Profesional Docente (PRODEP) de la Secretaría de Educación pública hasta el año 2019. Cuenta con la acreditación como miembro del registro CONACyT como evaluador de programas de estímulos a la innovación científica desde el año 2013. Reconocimiento al Mérito docente 2016 por la Comunidad de Instituciones de Educación Superior de la Laguna (CIESLAG) Reconocimiento preseña “Ancla” 2000 como ciudadano distinguido por la presidencia municipal de Gómez Palacio, Dgo. México.